



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**PŘEHLED PROSTŘEDKŮ PRO SNIŽOVÁNÍ
INDUKOVANÉHO ODPORU**

OVERVIEW OF MEANS FOR REDUCING INDUCED DRAG

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Adam Mazánek

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

BRNO 2017

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Adam Mazánek**
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Profesionální pilot
Vedoucí práce: **doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.**
Akademický rok: 2016/17

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Přehled prostředků pro snižování indukovaného odporu

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Pro zvyšování aerodynamické efektivity letadel se stále více používají na křídlech různé prostředky pro snižování indukovaného odporu. Převážně to jsou winglety. Předmětem práce bude zpracování statistického přehledu používaných tvarů wingletů na různých typech letounů.

Cíle bakalářské práce:

Cílem práce je zpracovat přehled používaných prostředků pro snižování indukovaného odporu letadel se zaměřením hlavně na winglety.

Práce by měla obsahovat:

- Podrobnější pojednání o příčinách vzniku indukovaného odporu.
- Přehled a popis používaných geometrických uspořádání wingletů, včetně přínosů.
- Vyhodnocení a závěr.

Seznam doporučené literatury:

LAU, S. Making new and used aircraft better, Professional pilot, March 2016, Vol.50, No 3, p. 74-82, ISSN 0191-6238.

BARNARD, R. H., PHILPOTT, D.R. Aircraft Flight. London: Longman Group UK Limited, 1989, 371 p., ISBN 0-582-00388-5.

Časopisecké články v Letectví a kosmonautice, ISSN 0024-1156.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2016/17

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

Abstrakt

Tato bakalářská práce se zaměřuje na vytvoření přehledu prostředků pro snižování indukovaného odporu na křídle letounu. Popisuje vznik indukovaného odporu a jeho změny za letu. Dále se bakalářská práce zabývá geometrickými úpravami křídla. Nejrozsáhlejší část je věnována konstrukčním úpravám konců křídel se speciálním zaměřením na winglety.

Klíčová slova:

indukovaný odpor, vztlak, winglety, zakončení křídla, křídlo, spotřeba paliva, koncový vír

Abstract

This bachelor thesis deals with the creation of overview of means for reducing induced drag on the wing of an airplane. It describes production of the induced drag and how it changes during a flight. The bachelor thesis also deals with geometrical modifications of the wing. The most extensive part is devoted to structural modifications of wing tips with special aiming on winglets.

Keywords:

induced drag, lift, winglets, wing tip, wing, fuel consumption, tip vortex

Bibliografická citace

MAZÁNEK, A. *Přehled prostředků pro snižování indukovaného odporu*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2017. 41 s. Vedoucí bakalářské práce doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou vypracoval samostatně pod vedením doc. Ing. Vladimíra Daňky, CSc. na základě dostupné literatury a dostupných informačních zdrojů, které jsem všechny uvedl v seznamu použité literatury.

V Brně dne 26.5.2017

.....

Adam Mazánek

Poděkování

Na tomto místě bych rád poděkoval vedoucímu mé bakalářské práce, panu doc. Ing. Vladimíru Daňkovi, CSc., za jeho čas, připomínky, cenné rady a odborné vedení práce.

OBSAH

ÚVOD	9
1. INDUKOVANÝ ODPOR	10
1.1. Indukovaný odpor a jeho vznik	10
1.1.1. Vznik vztaku na profilu	10
1.2. Křídlo konečného rozpětí	11
1.3. Matematické vyjádření indukovaného odporu	13
1.4. Indukovaný odpor za letu	14
1.4.1. Rychlost letu a její vliv na (indukovaný) odpor	15
1.4.2. Let v blízkosti země	15
1.4.3. Indukovaný odpor při letu ve formaci	17
2. GEOMETRICKÉ CHARAKTERISTIKY KŘÍDEL A JEJICH VLIV NA SNIŽOVÁNÍ INDUKOVANÉHO ODPORU	18
2.1. Půdorysný tvar křídla	18
2.1.1. Obdélníkové křídlo	18
2.1.2. Lichoběžníkové křídlo	18
2.1.3. Eliptické křídlo	19
2.2. Štíhlost křídla a její úpravy	19
2.3. Zkroucení křídla	20
2.3.1. Geometrické zkroucení	20
2.3.2. Aerodynamické zkroucení	20
3. KONSTRUKČNÍ ÚPRAVY KŘÍDEL A JEJICH VLIV NA SNIŽOVÁNÍ INDUKOVANÉHO ODPORU	21
3.1. Modifikace konců křídla	21
3.1.1. Porovnání zakončení s prohnutými, seříznutými a zaoblenými konci křídla	22
3.1.2. Hoernerovo zakončení křídla	23
3.1.3. Koncové křídelní palivové nádrže	24
3.2. Winglety	24
3.2.1. Whitcombův winglet	25
3.2.2. Oboustranné zakončení křídla	26
3.2.3. Zalomení konců křídla směrem dozadu	27
3.2.4. Winglet s plynulým přechodem a Sharklety	28

3.2.5.	Dvojité šavlovité winglety	29
3.2.6.	737 MAX AT winglet	30
3.3.	Speciální zakončení křídel	31
3.3.1.	Spirálovité winglety	31
3.3.2.	Perut'ové zakončení křídel	31
3.3.3.	Turbíny na koncích křídel	32
3.3.4.	Křídlo s roštem na jeho konci	33
3.3.5.	Řízené winglety	33
ZÁVĚR		34
SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ		35
a)	Seznam literatury	35
b)	Seznam online zdrojů	35
SEZNAM POUŽITÉHO OZNAČENÍ		38
SEZNAM OBRÁZKŮ		39
SEZNAM PŘÍLOH		41

ÚVOD

Člověk toužil po létání již od nepaměti. O prvních pokusech létat se dozvídáme již z doby před našim letopočtem, kdy Daidalos, řecký stavitel a vynálezce, údajně vyrobil křídla pro sebe a svého syna Ikara, pomocí kterých se jako první člověk vznesl do vzduchu. Za opravdový začátek letectví však považujeme rok 1903, ve kterém bratři Wrightové sestrojili první letoun s vlastním pohonem.

Letectví se od svého založení před více než sto lety neustále vyvíjí nejen v globálním měřítku, ale nárůst citelně zaznamenáváme i v evropském vzdušném prostoru. Letectví se stává dostupnější pro zájemce z širší veřejnosti, kteří mají možnost stát se ve svém volném čase soukromými piloty, stejně jako se v posledních letech dostalo do veliké obliby ultra lehké létání. Obrovský rozvoj samozřejmě zaznamenává obchodní letecká doprava. Důkazem toho jsou každoroční zprávy z Řízení letového provozu České republiky o rekordním objemu letového provozu nad našim územím. Vždyť například nárůst letového provozu mezi roky 2014 a 2015 činil 7,8 %, v roce 2016 se počet pohybů zvýšil o téměř 7 % na 836 917, což je víc než dvojnásobek oproti roku 2002.^{[21],[22]}

Jelikož je letectví velmi nákladná záležitost a spotřeba pohonných hmot je obrovská, fenoménem dnešní doby je vývoj speciálních prostředků, od kterých si slibujeme co největší ekonomičnost a snížení spotřeby paliva. Tato myšlenka v letectví trvá od 70. let 20. století, od doby ropné krize. Od tohoto období se výrobci snaží přijít na způsoby snížení indukovaného odporu, který úzce souvisí právě se spotřebou paliva. Jednou z možností je snížení indukovaného odporu, který vzniká za vzniku vztlaču na křídlech. Z toho důvodu se letěčtí experti zabývají vývojem a úpravami konců křídel, mezi které patří také winglety, jedna z nejdiskutovanějších částí letounů dnešní doby. Winglety mají pozitivní vliv nejen na indukovaný odpor a snížení spotřeby, ale také na vzhled a atraktivnost letounu. Jelikož je ropa neobnovitelný zdroj a její spotřeba nejen v letectví je obrovská, je na místě se touto otázkou zabývat.

Tato práce se zabývá vysvětlením vzniku vztlaču a indukovaného odporu, jejich výpočty a změnou indukovaného odporu za letu, jako je například přízemní let. Další část práce je věnována přehledu geometrických charakteristik křídla a jejich vlivem na indukovaný odpor, práce končí popisem různých konstrukčních úprav konců křídel od jednoduchých zakončení přes winglety po experimentální zakončení s příslibem do budoucna.

Cílem práce je seznámit čtenáře s problematikou vzniku indukovaného odporu a vytvoření přehledu používaných prostředků na koncích křídel pro snižování indukovaného odporu.

1. INDUKOVANÝ ODPOR

Předtím, než se budeme blíže zabírat vznikem indukovaného odporu a prostředky pro jeho snižování, je potřeba, abychom si stručně popsali, o jaký fyzikální jev se jedná. Termín „aerodynamický odpor“ je charakterizován jako síla opačného směru k vektoru rychlosti, čímž v letectví dochází ke zpomalení letu. Jedním z odporů zvyšující celkový odpor je i odpor indukovaný. Indukovaný odpor vzniká důsledkem trojrozměrného obtékání pouze na takových částech letounu, které vykazují vztlak.

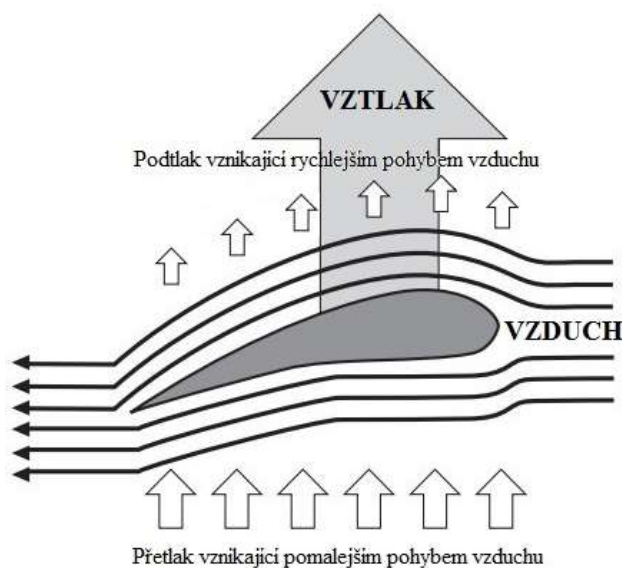
1.1. Indukovaný odpor a jeho vznik

Vznik indukovaného odporu vysvětlíme v několika částech. Popíšeme si jev vzniku vztlaku na profilu křídla, stejně tak se zaměříme na křídlo konečného rozpětí.

1.1.1. Vznik vztlaku na profilu

Jak jsme si již uvedli, indukovaný odpor vzniká pouze na těch částech letounu, které vytváří vztlak. Vztlak můžeme definovat jako sílu, která je kolmá na vektor rychlosti a leží v rovině symetrie letounu. Velmi zjednodušeně můžeme říci, že se jedná o sílu, díky které mohou letadla těžší než vzduch létat.

Pohybem profilu křídla v prostředí, v našem případě ve vzduchu, dochází k proudění přes horní a spodní část profilu.



Obr. 1.1 Vznik vztlaku na profilu křídla.

S tímto tvrzením souvisí tři způsoby^[3], pomocí kterých můžeme vysvětlit vznik vztlaku (Obr. 1.1):

a) Cirkulace rychlostí:

Z použití Bernoulliho rovnice (zjednodušeně: celkový tlak = tlak dynamický + tlak statický) plyne, že na horní straně profilu křídla je větší rychlost proudění, ale menší tlak (podtlak), na spodní straně je rychlost proudění naopak nižší a tlak je tedy vyšší (přetlak). Součet tlaků dává vztlak.

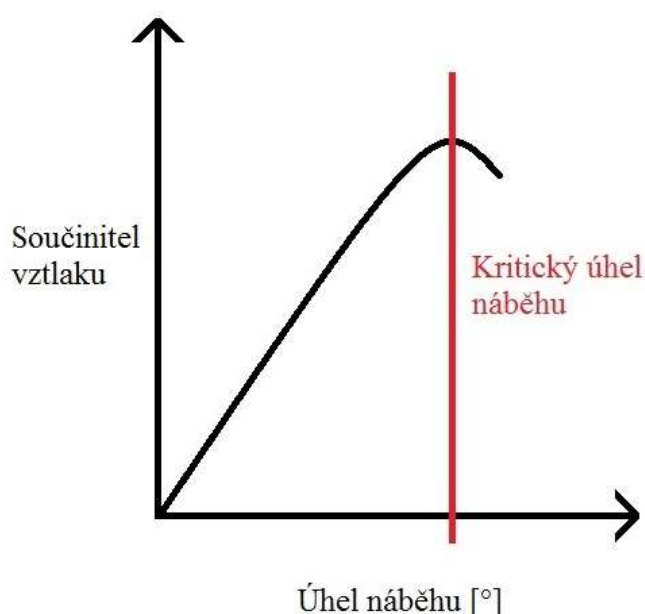
b) Skutečné obtékání:

Jelikož dráha přes vrchní stranu profilu křídla je delší než dráha na spodní části, částice, které proudí vrchní stranou musí být rychlejší, aby za stejný čas překonaly onu delší dráhu. V tomto případě získáme vztlak rozdílem rychlostí.

c) Hustota proudnic:

Využíváme rovnici kontinuity, která říká, že se rychlost zvyšuje, když se průřez snižuje a obráceně. Jelikož jsou proudnice nahuštěny blíže k sobě na horní části profilu, proudění probíhá vyšší rychlostí, jedná se o podtlak. Na spodní straně vzniká přetlak, protože jsou proudnice dále od sebe a rychlost proudění je tedy pomalejší.

Každý profil má určitý úhel náběhu, při kterém je hodnota vykazovaného vztlaku nulová. Další vlastností téhož profilu je rostoucí hodnota vztlaku při zvyšování úhlu náběhu až do tzv. kritického úhlu náběhu, při kterém dochází k odtržení proudu, následné ztrátě vztlaku a propadu letounu (Obr. 1.2).



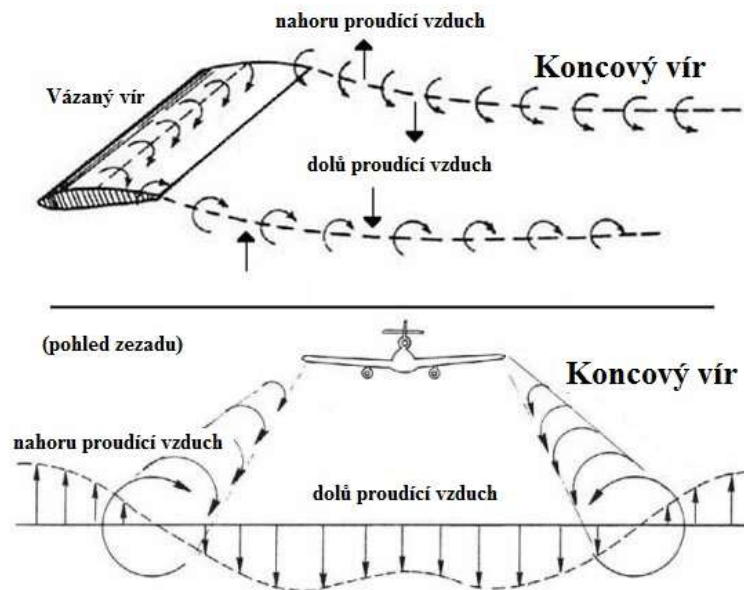
Obr. 1.2 Kritický úhel náběhu.

1.2. Křídlo konečného rozpětí

Až do této části jsme se zabývali pouze profilem křídla, který můžeme považovat za tzv. křídlo s teoreticky nekonečným rozpětím. Ve skutečnosti se však takové křídlo samozřejmě nevyskytuje. Skutečné křídlo je složeno z profilů a má konečné rozpětí. S tím přichází změna v práci s prouděním, které přechází z rovinného na trojrozměrné.

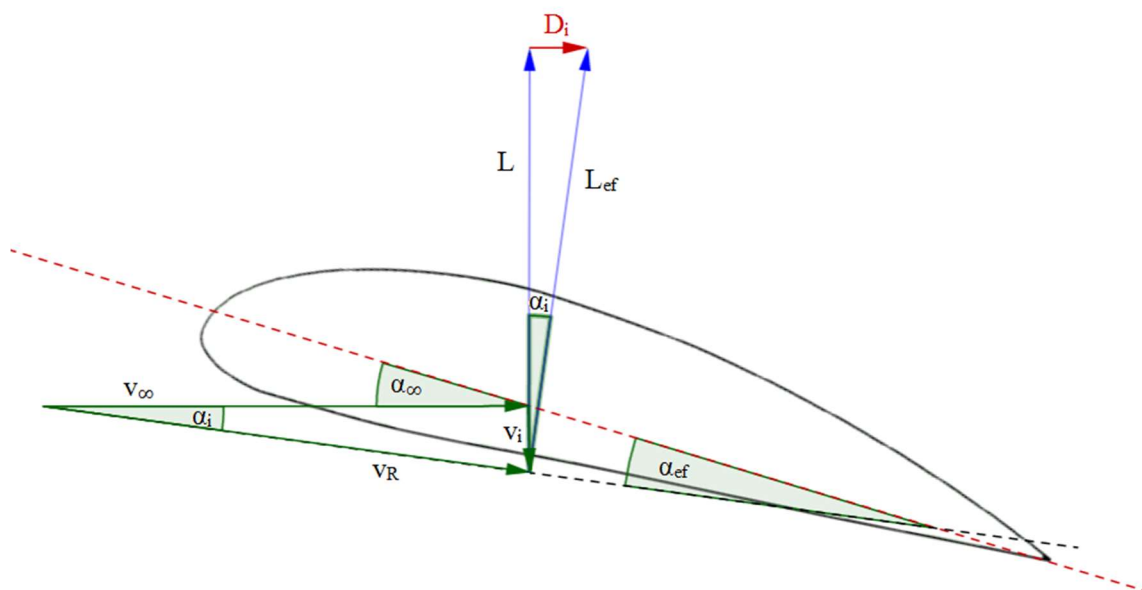
Proudění na křídle konečného rozpětí působí podobně, jako jsme si popsali v části 1.1.1, na spodní části je tlak vyšší než na horní části křídla. Vzhledem k tomu, že má křídlo konečné rozpětí, dochází ke snaze vyrovnávání tlaků právě tam, kde již není pevná část křídla, tedy na jeho konci. Důsledkem toho vzniká proudění z části přetlaku do podtlakové části křídla, které má za následek úbytek vztlaku v místech vyrovnávání tlaků ve spojení se vznikem koncových

(volných) vírů (Obr. 1.3). Víry, které vznikají na celé ploše křídla (mimo jejich konců) nazýváme vázané (nosné) víry.



Obr. 1.3 Vyrovnávání tlaků na konci křídla a vznik koncových vírů.

Koncové víry vytváří za křídly vírová pole, ve kterých se indukují rychlosti v_i . Ty jsou nejvyšší u konců křídel a se zvětšující se vzdáleností slábnou. Zmíněná indukovaná rychlost v_i vzniká kolmo na směr rychlosti nenarušeného proudu V_∞ . Skutečná rychlost proudícího vzduchu v_R je tvořena výslednicí vektorů rychlostí v_i a v_∞ , zároveň spolu původní rychlosti v_∞ a v_R svírají úhel odpovídající tzv. indukovanému úhlu náběhu α_i . Indukované rychlosti mají za následek snížení úhlu náběhu α_∞ o indukovaný úhel náběhu α_i . Výsledkem je efektivní (skutečný) úhel náběhu α_{ef} . Jelikož na křídle s nekonečným rozpětím žádný indukovaný úhel náběhu nepozorujeme, můžeme říci, že se křídlo s konečným rozpětím o úhlu náběhu α_∞ chová stejně jako profil s nekonečným rozpětím. Rozdíl mezi α_∞ a α_{ef} právě o α_i dokazuje, že křídlo konečného rozpětí dosahuje nižších vztakových hodnot. Z výše uvedeného pak vyplývá, že „odpor úseku křídla konečného rozpětí se rovná odporu téhož úseku křídla nekonečného rozpětí, zvětšenému o hodnotu Q_i “^[3], neboli o hodnotu indukovaného odporu Q_i (dále D_i). Indukovaný odpor je složkou vztlaku profilu L_{ef} ve směru rychlosti letu V_∞ a působí proti pohybu letounu (Obr. 1.4). Indukovaný odpor vzniká jen tehdy když vztlak je různý od nuly, viz. rovnice (1.5). Vzhledem k tomu, že profil na křídle konečného rozpětí je obtékán efektivním úhlem náběhu α_{ef} , který je menší než na profilu křídla nekonečného rozpětí, křídlo bude vždy dosahovat menší vztlak při stejných úhlech náběhu α_∞ .



Obr. 1.4 Vznik indukovaného odporu D_i .

1.3. Matematické vyjádření indukovaného odporu

Jelikož už víme, jak indukovaný odpor vzniká v praxi, můžeme se v další části zaměřit také na teoretický výpočet. Uvedeme si matematické vztahy pro výpočet indukovaného odporu, abychom lépe pochopili spojitost mezi vztlakem a indukovaným odporem.

Do výpočtu indukovaného odporu nám vstupuje tzv. součinitel indukovaného odporu C_{Di} . Součinitel indukovaného odporu závisí na součiniteli vztlaku, štíhlosti křídla a půdorysném tvaru křídla.

Indukovaný odpor je dán vztahem:

$$D_i = C_{Di} q S = C_{Di} \frac{1}{2} \rho v^2 S \quad (1.1)$$

Jelikož víme, že by nebylo indukovaného odporu, kdyby nebylo vztlaku, vyjádříme si vztah mezi součinitelem indukovaného odporu a součinitelem vztlaku:

$$C_{Di} = \frac{C_{Lk}^2}{\pi A} (1 + \delta) \quad (1.2)$$

Ze vzorce (1.2) je patrné, že je indukovaný odpor přímo úměrný druhé mocnině součinitele vztlaku celého křídla.

Jelikož se vztlak vypočítá jako:

$$L = C_{Lk} q S = C_{Lk} \frac{1}{2} \rho v^2 S \quad (1.3)$$

pak úpravou dostáváme vztah pro výpočet součinitele vztlaku celého křídla:

$$C_{Lk} = \frac{L}{qS} = \frac{2L}{\rho v^2 S} \quad (1.4)$$

Z této rovnosti a z rovnic (1.1), (1.2) a (1.4) vyplývá následující úprava pro matematické vyjádření indukovaného odporu křídla letounu:

$$D_{ik} = \frac{2L^2}{\rho S} \frac{1 + \delta}{\pi A} \frac{1}{v^2} \quad (1.5)$$

V případě vodorovného letu je vztlak L rovný tíhové síle G . Protože na letadle se indukovaný odpor vytváří i na jiných místech než jenom na křídle, kde je však jeho hodnota nejvyšší, je potřeba výpočet pro indukovaný odpor aplikovat na celý letoun.

Pro tento výpočet se místo opravného koeficientu na tvar křídla δ zavádí Oswaldův koeficient aerodynamické účinnosti letounu e .

Indukovaný odpor pro celý letoun pak získáme vztahem:

$$D_i = \frac{2G^2}{\rho S} \frac{1}{\pi A e} \frac{1}{v^2} \quad (1.6)$$

- Pro eliptické křídlo $e = 1$, pro ostatní tvary křídla $e < 1$.

Z analýzy rovnice (1.6) můžeme snadno vyvodit, že se indukovaný odpor letounu zvýší v případě:

- větší hmotnosti letounu
- letu ve vyšší výšce (hustota s výškou klesá)
- zmenšení plochy křídla nebo snížení rozpětí křídla (= menší štíhlost křídla)
- nižší rychlosti

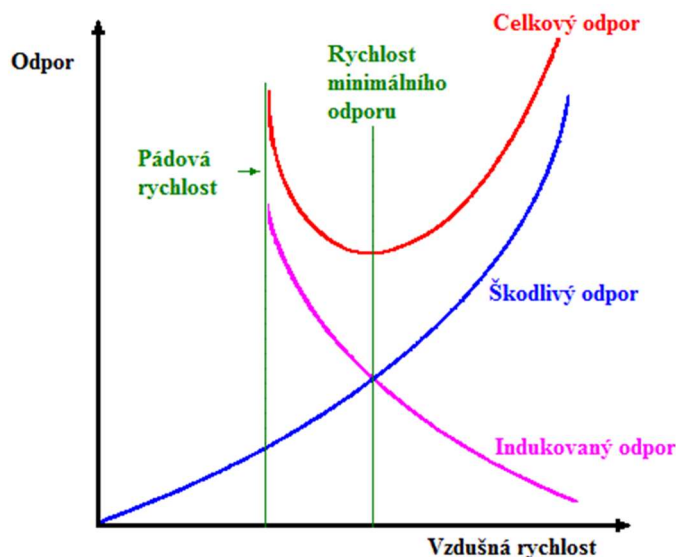
Při letu vysokou rychlostí tvoří indukovaný odpor pouze malou část celkového odporu. Celkový odpor se skládá ze škodlivého odporu (odpory všech částí letounu: křídlo, trup, ocasní plochy, motory) a indukovaného odporu, který za daných podmínek odpovídá nízké hodnotě cca 0,2.

1.4. Indukovaný odpor za letu

V předchozích částech jsme si vysvětlili, za jakých podmínek indukovaný odpor vzniká, jakým způsobem je vázaný na vztlak a na jakých fyzikálních veličinách závisí. V dalším pokračování se zaměříme na to, jak se indukovaný odpor chová za letu. Zmíníme se o tom, jaký vliv mají na indukovaný odpor různé rychlosti, jak je indukovaný odpor ovlivněn tzv. přízemním efektem v blízkosti země a jak je to s indukovaným odporem při letu ve formaci.

1.4.1. Rychlost letu a její vliv na (indukovaný) odpor

Už jsme si dokázali, že rychlost letu má vliv na indukovaný odpor. Protože rychlost během letu samozřejmě není konstantní, je důležité, abychom si vysvětlili, jaký vliv má změna rychlosti na indukovaný odpor. Abychom měli porovnání indukovaného odporu s odporem celkovým a škodlivým, uvedeme si i jejich změnu v závislosti na rychlosti.



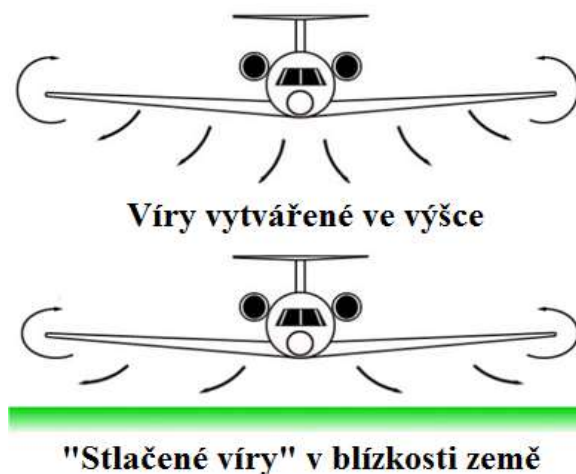
Obr. 1.5 Odpor v závislosti na rychlosti letu.

Z rovnice (1.6) je patrné, že vyšší rychlost má pozitivní vliv na indukovaný odpor, který je pak nižší. Je to z důvodu, že při nižší rychlosti je potřeba vyššího úhlu náběhu než při vyšší rychlosti, abychom dosáhli potřebného vztlaču. Na rozdíl od klesajícího indukovaného odporu škodlivý odpor roste (Obr. 1.5).

1.4.2. Let v blízkosti země

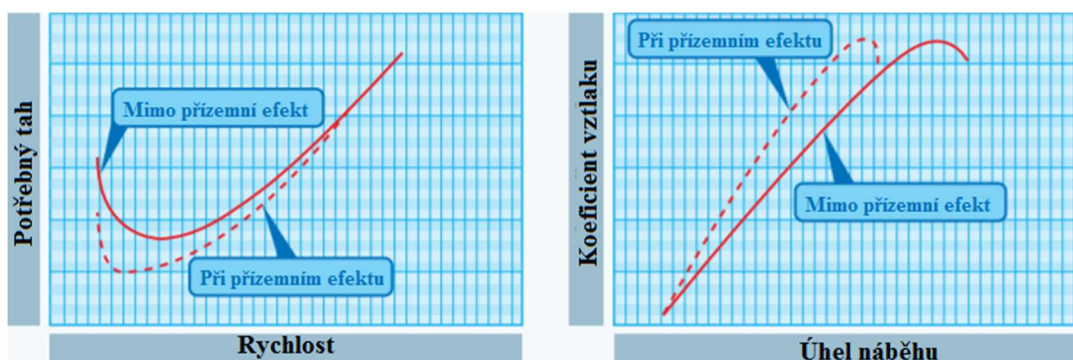
Let v blízkosti země souvisí se zvláštním a zajímavým účinkem, který nazýváme „přízemní efekt“. Jedná se o jev, který vzniká ve výšce nižší, než je rozpětí letounu. Nejčastěji se s ním pilot letounu setkává při vzletu a přistání. Nejvýraznější je tento jev při přistání v kategorii sportovních letounů. Pilot má těsně před dosednutím pocit, jako by mezi přistávací dráhou a letounem „něco“ bylo a jako by nechtěl letoun více klesat.

Přízemní efekt (Obr. 1.6) však nevzniká jen při vzletu a přistání, nýbrž se objevuje i v případě, kdy let probíhá v malé výšce nad povrchem (voda, země). Při letu v blízkosti země nebo vody působí povrch jako překážka, která brání dokonalému vyrovnávání tlaků na koncích křídel. Tím dochází ke snížení intenzity koncových vírů a důsledkem se snižuje indukovaná rychlost, což dále vede ke snižování indukovaného úhlu náběhu, snižuje se také indukovaný odpor.



Obr. 1.6 Přízemní efekt.

Přízemní efekt má také vliv na tah a úhel náběhu. Vztlak naopak roste (Obr. 1.7).



Obr. 1.7 Tah v závislosti na rychlosti a součinitel vztlaku v závislosti na úhlu náběhu.

Pokud letí letoun ve výšce nad zemí, která je rovna velikosti jeho rozpětí, sníží se indukovaný odpor o pouhé 1,4 %, pokud ale snížíme výšku na $\frac{1}{4}$ rozpětí, indukovaný odpor je snížen o 23,5 % a při výšce odpovídající desetině rozpětí už je snížení velmi výrazné a to až 47,6 %.^[20]

To, jak se přízemní efekt projevuje, záleží na typu letounu a době, po kterou se v nízké výšce letoun pohybuje. Při vzletu a přistání má přízemní efekt vliv převážně na menší letouny s malými přebytky tahu. Bavíme-li se o letadlech s velkým přebytkem tahu, pak víme, že na ně přízemní efekt při vzletu nemá téměř vliv, jelikož po odpoutání přechází ihned do strmého stoupání. Při přistání tyto letouny nevyužívají tzv. výdrž jako menší typy. Na přistání se přibližují pod malým sestupovým úhlem, při kterém využívají tah motorů, po stažení motorů v malé výšce nad dráhou dochází přímo k téměř okamžitému dosednutí letounu, čímž je opět přízemní efekt téměř nezatelný. Indukovaný odpor zároveň tvoří pouze malou část celkového odporu, ve kterém převážnou část zaujímá škodlivý odpor vlivem vztakové mechanizace na přistání.

Na základě přízemního efektu jsou založeny například vznášedla nebo ekranoplány (Příloha 1).

1.4.3. Indukovaný odpor při letu ve formaci

Let ve formaci odnepaměti využívají ptáci, nejlépe je tento jev viditelný u migrujícího hejna divokých hus. Jak známo, husy létají ve formaci tvaru V, což je také jedna z nejpoužívanějších formací letounů. Let je považován letem ve formaci v případě, že letí pospolu 2 a více letounů

Každý člen V formace, až na prvního, využívá k letu koncových vírů vytvářených ostatními členy formace. V odpovědi na otázku^[24], která se týká letu ptáků ve formaci, je uvedeno, že v hejnu o 25 ptácích dochází ke snížení indukovaného odporu každého člena formace a tím dochází ke zvýšení doletu až o 70 %. Tohoto čísla je nicméně, prozatím, nereálné dosáhnout v letecké dopravě.

V roce 2012 vyšel článek^[29] pojednávající o programu \$AVE. Tento program se zabývá letem ve formaci u letounů McDonnell Douglas C-17 Globemaster III (Obr. 1.8). Dozvídáme se, že koncové víry vznikající za křídlem se dají využít ve formaci ke snížení indukovaného odporu. Víry totiž zvyšují efektivní úhel náběhu a vztlaku na křídlech „wingmanů“ (tj. letoun letící ve formaci za vedoucím letounem), tím dochází k jejich „nadnášení“, „klouzání“ po víru. Protože je efektivní úhel náběhu vyšší než požadovaný úhel náběhu, můžeme požadovaný úhel náběhu snížit a díky tomu klesá indukovaný odpor. Snížení indukovaného odporu umožňuje snížení spotřeby paliva až o 10 %, což umožňuje zvýšení maximálního doletu.



Obr. 1.8 Koncové víry ve V formaci (letoun C-17).

2. GEOMETRICKÉ CHARAKTERISTIKY KŘÍDEL A JEJICH Vliv NA SNIŽOVÁNÍ INDUKOVANÉHO ODPORU

Po tom, co jsme se zabývali teorií indukovaného odporu týkající se jeho vzniku, uvedli jsme si teoretické výpočty a po té, co jsme se věnovali vlivu letu v různých výškách, při zemi a ve formaci na indukovaný odpor, budeme se dále zabývat geometrickými charakteristikami křídel letounů, které v nemalé míře ovlivňují velikost indukovaného odporu.

2.1. Půdorysný tvar křídla

Dříve, než se posuneme přímo ke geometrickým úpravám křídel, uvedeme si tři základní půdorysné tvary křídel. Křídlo může být obdélníkového, lichoběžníkového, nebo eliptického tvaru. Každý z tvarů si popíšeme a zmíníme se o výhodách a nevýhodách každého z nich a samozřejmě se zmíníme o indukovaném odporu, který je různý u každého z tvarů.

2.1.1. Obdélníkové křídlo

Tento tvar křídla je jednoduchý na výrobu jednak z důvodu geometrického a jednak proto, že tloušťka takového křídla je stejná u kořene i na konci. To vede k tomu, že takové křídlo bývá těžší, aby bylo možné dosáhnout požadované pevnosti.

Co se pilotáže týče, obdélníkové křídlo je velmi příznivé. Disponuje velmi dobrou příčnou stabilitou a ovladatelností. A to při všech úhlech náběhu, dokonce i po dosažení kritického úhlu náběhu. K odtržení proudu dochází u kořene křídla v oblasti trupu, zároveň jsou konce křídel plnohodnotně obtékány, proto je letoun příčně ovladatelný i po odtržení proudu.

Toto křídlo má však nejvyšší indukovaný odpor a nejhorší výkony z uváděných tvarů.

Jedná se o tvar křídla, který byl použit například Aero L-60 S Brigádýr (Příloha 2)

2.1.2. Lichoběžníkové křídlo

Lichoběžníkový půdorys křídla je méně výhodný z hlediska pádových charakteristik než křídlo obdélníkového tvaru. To je zapříčiněno zejména tím, že u tohoto tvaru křídla dochází k odtržení proudu v oblasti křidélek v oblasti konců křídel, naopak u kořene křídla setrvává plnohodnotné obtékání. Proto dochází při přetažení snížení účinnosti křidélek a příčné řízení letounu je velmi omezeno. Tyto tvary křídel často kroutíme aerodynamicky nebo geometricky (viz. kapitola 2.3).

Materiál je využit lépe než u obdélníkového křídla zejména proto, že je tloušťka křídla nejvyšší u kořene křídla a směrem ke koncům se snižuje. Lépe je tak křídlo zatěžováno a může být lehčí. To s sebou však také přináší složitější a dražší konstrukci.

Indukovaný odpor je nižší než u křídla obdélníkového, naopak vyšší než u křídla eliptického.

Vzhledem k vyvážení všech výhod a nevýhod se jedná o nejrozšířenější křídlo v letectví a je použito například u letounu Zlín Z-226 MS (Příloha 3).

2.1.3. Eliptické křídlo

Eliptické křídlo disponuje nejhorsími pádovými vlastnostmi, jelikož je vztlak na takovém křídle rozdělen naprosto rovnoměrně. Projevuje se to tím, že k odtržení proudu při dosažení kritického úhlu náběhu dochází náhle a bez varování. Takové vlastnosti křídla nejsou pro současnou leteckou dopravu použitelné z bezpečnostních důvodů. Takovéto křídlo je potřeba dále upravovat zkroucením, kterým sice dosáhneme přijatelnějších charakteristik, ale klesá výkonost při zvýšení indukovaného odporu.

Hmotnostně křídlo odpovídá křídlu lichoběžníkovému, ačkoliv složitost konstrukce a cena je u eliptického křídla ještě vyšší.

Rovnoměrné rozložení vztlaku po křídle však přináší také obrovskou výhodu, která spočívá v dosažení nejnižšího indukovaného odporu ze základních tvarů křídla. Letoun tak logicky dosahuje nejlepších výkonů.

Jelikož se v dnešní době jedná z hlediska bezpečnosti o nevyhovující tvar křídla, zřídka kdy se eliptického tvaru využívá. Nejvíce se toto křídlo proslavilo na britském letounu Supermarine Spitfire (Příloha 4).

2.2. Štíhlost křídla a její úpravy

V podkapitole 1.3 jsme se při vysvětlování výpočtů indukovaného odporu zmínili o štíhlosti křídla. Dozvěděli jsme se, jaký vliv má štíhlost křídla právě na indukovaný odpor.

V dalších řádcích se zaměříme samostatně na štíhlost křídla. Uvedeme si její definici a dozvíme se výhody a nevýhody vázající se na tuto úpravu.

Štíhlost křídla A definujeme jako poměr mezi druhou mocninou rozpětí křídla b a plochou křídla S .

$$A = \frac{b^2}{S} \quad (2.1)$$

Z rovnice (2.1) je patrné, že štíhlost křídla je tím větší, čím je menší hloubka nebo plocha křídla, případně čím větší je jeho rozpětí.

Jelikož jsme si již analyzovali rovnici (1.6), víme, že větší štíhlost znamená nižší indukovaný odpor. Na druhou stranu je vyšší štíhlost křídla kvůli jeho délce zatížena větším ohybovým momentem, což zvyšuje hmotnost celé konstrukce křídla. To je spojeno také s větším škodlivým odporem, konstrukční náročností a nárůstem ceny. Toto řešení není vhodné pro letouny požadující vysokou obratnost, jelikož je prodloužena doba rotace kolem podélné osy letounu.

Při návrhu konstrukce letounu je potřeba správně určit štíhlost křídla, aby se vyvážily ušetřené náklady díky nižšímu indukovanému odporu s náklady na konstrukční řešení.

2.3. Zkroucení křídla

Rozložení vztlaku na nekrouceném křídle je dáno jeho půdorysem, méně potom záleží na použitém profilu křídla. Toto rozložení však můžeme změnit tzv. zkroucením křídla. Při konstrukci křídel rozlišujeme aerodynamické a geometrické zkroucení křídla, které můžeme využít jak samostatně, tak kombinovaně.

Abychom se mohli zabývat zkroucením křídel, je potřeba v první řadě tento termín vysvětlit. Nekroucené křídlo je takové křídlo, jehož profily u kořene a na konci křídla mají rovnoběžné tětivy a stejný tvar. Kořen i konec křídla jsou tak ofukovány pod stejným úhlem. Cílem zkroucení křídla je dosažení toho, aby byl kořen křídla ofukován pod jiným úhlem než jeho konec, zároveň tento úhel může být buď kladný (méně častý), nebo záporný. Jedná se o úhel, který spolu svírají nabíhající proud a úhel nulového vztlaku a je dán profilem křídla.

V kapitole 2.1, která se zabývá různými půdorysy křídel, jsme si uvedli nejlepší letové vlastnosti u křídla obdélníkového (i přes jeho vyšší indukovaný odpor). Jedná se tedy v podstatě o jediný tvar křídla, který není třeba dále upravovat zkroucením, naopak lichoběžníkové i eliptické křídlo je pro dosažení dobrých letových vlastností třeba korigovat. Zároveň víme, že půdorysný tvar křídla ovlivňuje indukovaný odpor a také je nám známo, že indukovaný odpor je nejnižší pro křídlo eliptického tvaru. Při stejné štíhlosti křídel lze dosáhnout stejně nízké hodnoty indukovaného odporu jako má eliptické křídlo i u křídel různých půdorysných tvarů za využití zkroucení křídla. Z toho vyplývá, že správným zkroucením křídla lze snížit indukovaný odpor.

2.3.1. Geometrické zkroucení

Jedná se o zkroucení křídla s geometricky podobnými profily, které probíhá po celé délce křídla. Využitím geometrického zkroucení dosáhneme toho, že úhel nastavení kořenového profilu již není shodný s úhlem nastavení koncového profilu křídla, jako tomu bylo u nezkrouceného křídla.

2.3.2. Aerodynamické zkroucení

Jedná se o zkroucení křídla, u kterého je použito více profilů, což je příčinou toho, že se kořenový profil liší od koncového profilu křídla tvarem i aerodynamickými charakteristikami (úhel nulového vztlaku, sklon vztlakové čáry, velikosti maximálního vztlaku). Tento způsob zkroucení nám dává možnost výrazněji ovlivnit rozložení vztlaku a aerodynamických vlastností křídla než u geometrického zkroucení.

V praxi se nejčastěji využívá kombinace obou těchto druhů zkroucení pro dosažení, pokud možno, co nejnižšího indukovaného odporu a zároveň pro dosažení co nejlepších letových vlastností letounu. Nejčastěji se využívá zkroucení záporného, úhel kořenového profilu je tak větší než úhel koncového profilu křídla. Zkroucení by mělo nabývat hodnoty v rozmezí 0° až 5° , přičemž se jako ideální uvažuje hodnota kolem 3° .

3. KONSTRUKČNÍ ÚPRAVY KŘÍDEL A JEJICH VLIV NA SNIŽOVÁNÍ INDUKOVANÉHO ODPORU

Jelikož už znám vliv geometrických charakteristik a úprav na indukovaný odpor, dostáváme se k části zabývající se fenoménem dnešního letectví. Řeč je o konstrukčních úpravách konců křídel. V této kapitole si nejprve popíšeme různé druhy zakončení křídel, ve druhé části se velké míře budeme zabývat winglety, což je jedno z možných a dnes také nejpoužívanějších konstrukčních řešení pro zakončení křídel. Pro zajímavost si uvedeme také některé speciální, málo využívané konstrukční řešení zakončení křídel.

3.1. Modifikace konců křídel

Už při výrobě letounů (i kluzáků) jsou křídla i jejich zakončení samozřejmě optimalizována pro daný typ takovým způsobem, aby daný letoun vykazoval výborné letové vlastnosti za přijatelnou cenu. Nicméně i přes tuto optimalizaci má každý majitel možnost letoun dále vylepšovat a upravovat dle vlastního uvážení při dodržení všech certifikací, jak to známe například z automobilového průmyslu. Díky tomu modifikace konců křídel zastává v dnešní době neodmyslitelnou součást konstrukce křídel, a to jak z hlediska aerodynamického, tak z hlediska ekonomického a v neposlední řadě také estetického. S tím je úzce spojená existence specializovaných výrobců, kteří se zabývají pouze vývojem a konstrukcí dalších zakončení křídel pro různé typy letounů.

Nejčastěji se může setkat s těmito zakončeními:

Základní:

- Čtvercové
- Zaoblené
- Eliptické

Upravené:

- Protáhlé konce směrem nahoru, nebo dolů
- Hoernerovo zakončení
- Koncové křídelní palivové nádrže
- Winglety (viz. kapitola 3.2)

Existují i další spíše experimentální, případně stále vyvíjená zakončení, která shrneme v kapitole 3.3.

Zakončení křídel je důležité pro rozložení proudění a vztlaku na křídle. Různé tvary konců křídel ovlivňují obtékání letounu a s tím spojené koncové víry. Může docházet ke zvyšování škodlivého odporu, ale může vést ke snižování toho indukovaného.

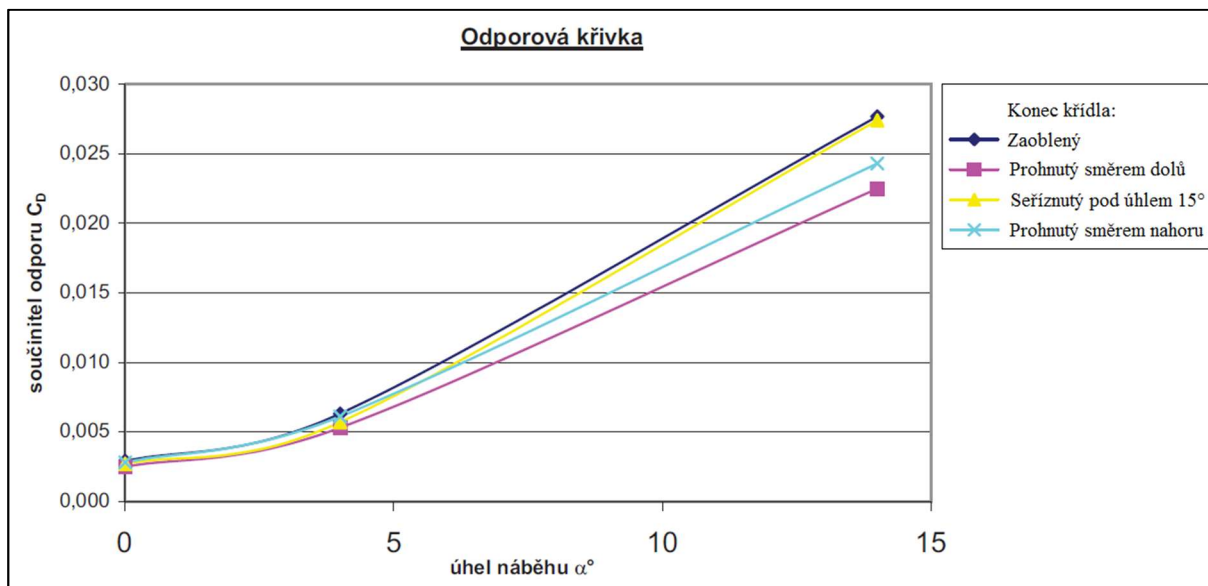
Efektivní rozpětí letounu, vzdálenost mezi středy koncových vírů, s upravenými konci křídel bývá často odlišné od rozpětí geometrického, což je vzdálenost mezi konci křídel (Obr. 3.1). Jelikož je indukovaný úhel náběhu tím nižší, čím je větší efektivní rozpětí křídel, je výhodné dosáhnout většího efektivního rozpětí pro co nejnižší indukovaný odpor.



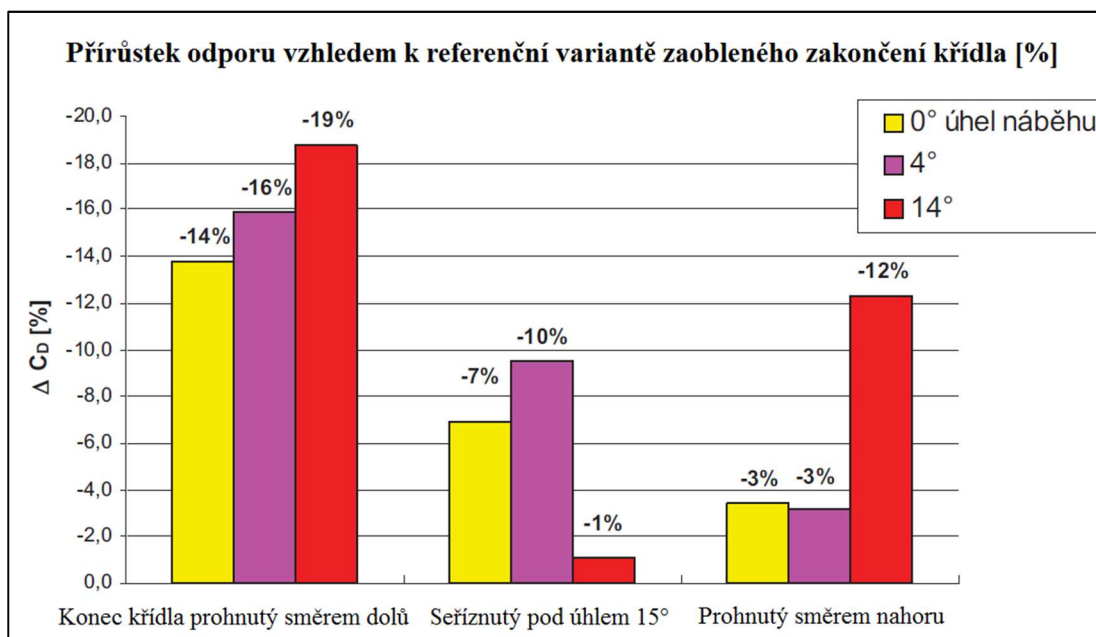
Obr. 3.1 Porovnání koncových vírů pro zaoblené a Hoernerovo zakončení křídla spolu s jejich efektivním rozpětím.

3.1.1. Porovnání zakončení s prohnutými, seříznutými a zaoblenými konci křídel

Práce^[32] přednesená na IX. semináři VZLÚ (Věda, výzkum a vývoj v českém leteckém průmyslu) srovnává vliv různých zakončení křídel letounu a jejich vliv na indukované jevy. Vyjdeme-li z výsledku této práce (Obr. 3.2 a Obr. 3.3), dojdeme k závěru, že variantou zakončení křídla s protáhlými konci směrem dolů dosáhneme nejvyššího snížení indukovaného odporu. Nicméně na testovaném modelu křídla dosahoval tento typ příčné nestability, proto můžeme považovat variantu protáhlého konce křídla směrem nahoru za přijatelnější při konstrukci křídel. Příčná stabilita zůstává zachována a dochází ke snížení indukovaného odporu, i když ne o takové hodnoty jako u protažení směrem dolů.



Obr. 3.2 Součinitel odporu v závislosti na úhlu náběhu pro různá zakončení křídla.



Obr. 3.3 Přírůstek odporu různých konců křídla vzhledem k zaoblenému zakončení.

3.1.2. Hoernerovo zakončení křídel

Roku 1952 německý specialista na aerodynamiku Dr. Sighard F. Hoerner vydal publikaci, ve které se poprvé zmiňuje o nové konstrukci zakončení křídla, tzv. Hoernerovo zakončení křídla. Jedná se o způsob zakončení křídel, který má za následek snížení indukovaného odporu a zároveň není konstrukčně tak složitý jako zakončení s protáhlými konci křídel směrem dolů. Majitelé menších letounů Cessna, Piper, Beechcraft tak mohou sériově vyráběná křídla upravit tímto způsobem.

Na Obr. 3.4 je vyfoceno zakončení křídla typu Hoerner. Tuto úpravu provádí například společnost Met-Co-Aire, Inc.



Obr. 3.4 Hoernerovo zakončení křídla na letounu Cessna.

Výrobce uvádí následující zlepšení letových vlastností při použití této modifikace:

- Zvýšení cestovní rychlosti o cca 2,5 - 5 knotů
- Zvýšení stoupavosti o 75 - 100 ft/min
- Zvýšení stability a lepší ovladatelnosti křidélek
- Snížení pádové rychlosti o cca 3,5 - 4,5 knotů

3.1.3. Koncové křídelní palivové nádrže

Jedná se o volitelnou úpravu, která spočívá v umístění menších palivových nádrží na konce křídel (Obr. 3.5). Tím je docíleno většího doletu letounu, ovlivněna je i jeho aerodynamika.

Plocha i rozpětí křídla jsou ovlivněny velikostí a tvarem koncové křídelní palivové nádrže. Příliš velké a neforemné nádrže mají za následek zvýšení odporu škodlivého. Naopak správně zvolený tvar spolu s velikostí těchto nádrží může mít za následek zabránění vyrovnávání tlaků na koncích křídel, což vede ke snížení intenzity koncových vírů a k poklesu indukovaného odporu.

Mezi nevýhody tohoto zakončení kromě většího škodlivého odporu pak patří také delší doba rotace podél podélné osy letounu.

Úpravy se dá využít téměř na všechny typy letounů vrtulových, turbovrtulových a na některé typy menších proudových letounů, u velkých dopravních letounů se nevyužívá.



Obr. 3.5 Koncové křídlové palivové nádrže na L-410.

3.2. Winglety

Winglety jsou speciálním typem úpravy konců křídel. Můžeme je charakterizovat jako modifikace křídel ve vertikálním směru a slouží k zabránění vyrovnávání tlaků na koncích

křídel, úpravě koncových virů, čímž umožňují dosažení nižšího indukovaného odporu a snížení spotřeby paliva v rámci několika procent.

Pro první zmínku nacházíme již v roce 1897, kdy Frederick W. Lanchester nechal patentovat tzv. koncovou desku. Jednalo se o desku kolmou ke křídlu upevněnou na jeho konci tak, že nad křídlem i pod křídlem byla stejně velká část desky tak, aby bránila vyrovnávání tlaků, z čehož dodnes vycházíme. Za průkopníka pro moderní využití wingletů v komerční dopravě, kde se winglety využívají nejčastěji, však považujeme leteckého inženýra pro NASA Richarda Whitcomba. NASA v roce 1973 chtěla reagovat na ropnou krizi právě zlepšením spotřeby velkých letounů, což se díky wingletům podařilo. Testy byly prováděny v aerodynamickém tunelu na letounu s vertikálním prodloužením křídel, které právě Whitcomb nazval „winglety“. V roce 1976 Whitcomb představil svůj výzkum, ve kterém předpokládal snížení indukovaného odporu až o 20 %, což se při první letové zkoušce prokázalo.

První letové zkoušky wingletů proběhly na letounu Boeing KC-135 (Příloha 5) v roce 1977 a ve stejném roce byly winglety poprvé použity na tehdejším prototypu letounu LearJet 28 (Obr. 3.6), který se tak stal prvním proudovým a sériově vyráběným letounem s winglety. U velkého dopravního letadel se winglety poprvé objevily na letounu Boeing 747-400 až v roce 1985.

Klasický winglet je konstrukčně v podstatě malé křídlo umístěné (téměř) vertikálně na konec křídla. Vytváří také vlastní vztlak, s čímž je spojeno další tvoření indukovaného a škodlivého odporu. Nicméně je dokázáno že i přes tyto složky je celkový indukovaný odpor letounu za použití wingletů nižší než bez nich, jelikož je zvýšená štíhlost křídla a také jeho efektivní rozpětí. Použitím pouhého prodloužení křídel pro dosažení stejných úspor, by došlo až k několikanásobnému nárůstu hmotnosti křídel, což by mělo nemalý vliv na ohybový moment křídla, spotřebu a také ovladatelnost letounu. Jelikož jsou winglety navrženy pro šetření paliva zejména při cestovním letu, nevykazují optimální výsledky při vzletu a přistání. To zejména proto, že křídlo s wingletem vytváří více škodlivého odporu než křídlo samotné. S tím souvisí použití různých typů wingletů pro různě dlouhé lety. Volba wingletů se v neposlední řadě řídí také jejich finanční nákladností. Je třeba uvést, že tvoří stejně jako dříve zmíněná zakončení křídel volitelnou úpravu a je na majiteli, zda a případně jaký winglet z nabídky pro daný typ letounu využije. I přes toto tvrzení můžeme narazit na některé letouny, které již z továrny vylétají osazeny winglety.

3.2.1. Whitcombův winglet

Jedná se o již zmiňovaný winglet patentovaný Richardem Whitcombem. Winglet byl původně konstruovaný podobně jako koncová deska z roku 1897 s tím, že část zasahující pod křídlo u tohoto wingletu chybí (Obr. 3.6). Tento winglet zapříčinil pokles indukovaného odporu o 20 %, poměr mezi vztlakem a odporem byl zlepšen o 9 %, což umožňovalo letounu s tímto wingletem delší dolet a také kratší délku vzletu.

Poprvé byl použit na letounu Learjet 28 v roce 1977.



Obr. 3.6 Whitcombův winglet na letounu LearJet 28, rok 1977.

Whitcombův winglet je považován za první winglet moderní éry letectví a vycházejí z něho všechny pozdější typy.

3.2.2. Oboustranné zakončení křídla

Jedná se o zakončení křídla, které vychází z Whitcombova wingletu a dosahuje podobných vlastností. Konstrukčně je toto zakončení řešeno tak, že jedna část vystupuje nad křídlo a část druhá se nachází pod křídlem (Obr. 3.7). Podobá se tak ještě více deskovému zakončení navrhnutému F.W. Lanchesterem v roce 1897.

Oboustranné zakončení se využívá zejména na letounech Airbus např. A320, dokonce i A380. Můžeme se setkat s jeho použitím např. i u letounu Antonov An-158.



Obr. 3.7 Oboustranné zakončení křídla.

3.2.3. Zalomení konců křídel směrem dozadu

I když se jedná o úpravu konců křídel, která není charakteristická svou vertikální konstrukcí a není tím pádem doslova považována za winglet, můžeme ji do této kapitoly zařadit na základě jejího využití zejména u velkých dopravních letadel.

Touto úpravou dochází k „nastavování“ křídel. To spočívá v přichycení rozšíření (2,4 m dlouhá pro Boeing 767-400ER) na konec původního křídla, které má větší úhel šípů, tj. úhel mezi náběžnou hranou a trupem letounu, než hlavní část křídla (Obr. 4.6).

Jelikož touto úpravou dochází ke zvýšení rozpětí křídla a zvýšení jeho štíhlosti, klesá výrazně i indukovaný odpor. Společnost Boeing uvádí pokles celkového odporu o 5,5 %, což odpovídá asi 20 % poklesu odporu indukovaného. Protože má rozšiřovací část poměrně nízkou hmotnost a má specifický tvar, nedochází na křídle ke zvyšování ohybového momentu a není tak třeba křídlo dále upravovat, nebo vyztužovat. Další z výhod této úpravy je snadné uchycení na hlavní část křídla bez nutnosti jakýchkoliv dalších změn na náběžné hraně křídla.

Naopak prodloužení křídel může mít za následek horší pohyb po některých letištích a v blízkosti letištních terminálů. Důkazem je použití wingletů u letounu Boeing 787-3, který je používán na kratší lety, namísto zalomených konců křídel, jako to mají větší verze Boeingu 787.

Této úpravě využívá firma Boeing pro letouny s dalekým doletem např. 767-400ER, 787-8 a další.



Obr. 3.8 Boeing 767-400ER se zalomenými konci křídel směrem dozadu.

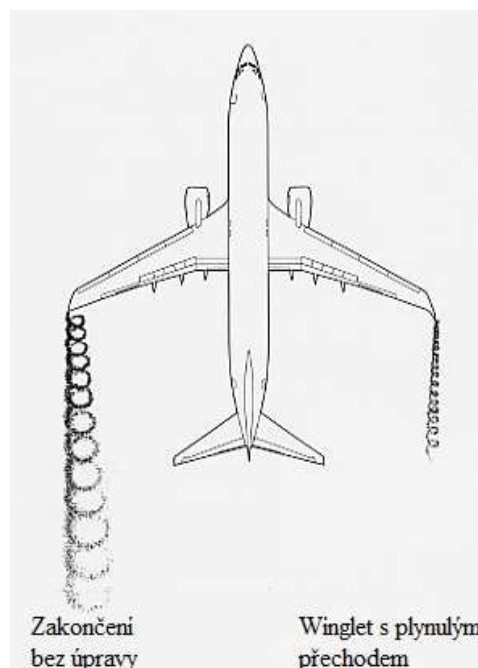
3.2.4. Winglet s plynulým přechodem a Sharklety

Winglet s plynulým přechodem vychází z Whitcombova wingletu, ale úhel přechodu mezi křídlem a wingletem není tak ostrý. Tento druh wingletu je také štíhlejší a delší než ten Whitcombův. Výrazným omezením koncových vírů (Obr. 3.9) dochází ke snižování indukovaného odporu, snižuje se spotřeba paliva a dolet narůstá až o 5 %.

Údajně byly návrhy na tento typ wingletu Boeingem vyvíjeny už v půlce 90. let, oficiálně byl winglet s plynulým přechodem patentován až v roce 1994 jako „Blended winglet“ Dr. Louistem Gratzerm ze společností Aviation Partners Inc. (API). Ten byl dříve specialistou na aerodynamiku právě u společnosti Boeing.

Tyto winglety byly poprvé použity na letounu Gulfstream II. V roce 1999 se společností API a Boeing spojili, vzniklo partnerství Aviation Partners Boeing (APB), které začalo vývoj wingletů s plynulým přechodem pro letouny Boeing. Roku 2000 se začali tyto winglety využívat u Boeing Business Jetů, roku 2001 byly certifikovány pro typy 737-700 a 737-800.

Dnes winglety s plynulým přechodem výrobce API používá více než 6300 letounů různých typů společností Boeing, Falcon, Hawker a Gulfstream, jedná se tak o nejpoužívanější winglet v letectví. API dokonce uvádí, že užívání jejich wingletů od roku 1993 ušetřilo přes 5,5 miliard galonů paliva.^[7]



Obr. 3.9 Koncové víry křídla bez úpravy a křídla s wingletem s plynulým přechodem.



Obr. 3.10 Boeing 737NG používající winglety s plynulým přechodem.

Již od počátku jejich založení, panuje rivalita mezi americkým výrobcem Boeing a evropským Airbusem. Není tedy velkým překvapením, že se každý z výrobců ubírá malinko jiným směrem a spolupracuje na vývoji odlišných typů wingletů. Patrné je to i z předchozích

kapitol, kdy jsme se zmiňovali o zakončení křídel letounů Boeing (winglety, zalomení křídla) a Airbus (oboustranné zakončení).

Společnost Airbus usilovala také o spolupráci s výrobcem API, aby mohla oboustranné zakončení křídel vyměnit za winglety, nicméně souběžně pracovala na vlastním projektu zakončení křídel. Jakmile byly návrhy Airbusu na jejich konce křídel představeny API, došlo k ukončení spolupráce kvůli jejich podobnosti s winglety, na které má výrobce API patent. Aby se Airbus vyhnul placení poplatků za používání wingletů, pojmenoval a nechal své zakončení patentovat jako „Sharklet“.

Sharklety se poprvé objevily na letounu Airbus A320 v roce 2012 a měly by díky svým úsporám na palivu umožňovat delší dolet až o 4 %.^[31] Dnes jsou sharklety vyráběny pro různé typy Airbusu, např. Airbus A350 XWB (Obr. 3.11)



Obr. 3.11 Sharklety na Airbusu A350 XWB.

3.2.5. Dvojité šavlovité winglety

Ranný předchůdce tohoto typu wingletu byl poprvé použit na letounu McDonnell Douglas MD-11 v roce 1990 (Příloha 6). Jednalo se o kombinaci Whitcombova wingletu s oboustranným zakončením. Nový dvojitý šavlovitý winglet je v podstatě jeho obdobou vycházející z wingletu s plynulým přechodem, ke kterému je přidělán další menší winglet. Obě tyto části jsou na koncích zúžené do špiček, které směřují k zádi letounu a vytváří tak šavlovitý vzhled. Aby mohly být tyto winglety na letounech použity, je třeba upravit výztuhy křídel a nádrže v křídlech.

Stejně jako u předchozích typů wingletů a úprav křídel i dvojité šavlovité winglety zvyšují efektivní rozpětí křídla. Výhoda oproti ostatním druhům je ještě výraznější pokles indukovaného odporu a je udávána až o 2 % nižší spotřeba oproti letounům s winglety s plynulým přechodem a o 7 % nižší, než by měl letoun stejného typu bez jakýchkoliv úprav křídel. Vedlejší, přesto důležitý faktor dotváří jejich velice zajímavý a atraktivní vzhled (Obr. 3.12).

Stejně jako v případě wingletů s postupným přechodem byl tento typ zakončení vyvinut společností APB a byl představen v roce 2014. Je nabízen jako rozšíření wingletů s plynulým přechodem pro letouny Boeing 737-800 a 737-900ER.



Obr. 3.12 Dvojitý šavlovitý winglet na Boeingu 737-800.

3.2.6. 737 MAX AT winglet

Za nejnovější winglet můžeme považovat winglet u Boeingu 737 MAX (Obr. 3.13). Tento winglet navrhla sama společnost Boeing pro jejich nejnovější letoun, který zaznamenal první let v lednu roku 2016 a od té doby probíhají jeho testování, ze kterých vyplývá až 1,5 % nižší spotřeba paliva oproti současným technologiím zakončení křídel.



Obr. 3.13 Boeing 737 MAX AT winglet.

Písmena „AT“ v názvu značí tzv. pokročilou technologii, kterou se Boeing chlubí. Nové winglety spojují výhody zalomení křídel směrem dozadu a dvojitého wingletu, což má přinést nižší zatížení na křídlech a zvýšení jejich efektivního rozpětí. AT winglet vyrovnává efektivní rozpětí rovnoměrně mezi horní a spodní část, tím je produkován větší vztlak a snížen odpor. Celý systém zakončení je tak účinnější při zachování hmotnosti.

3.3. Speciální zakončení křídel

Seznámili jsme se s různými úpravami a zakončeními křídel, které jsou ve větší či menší míře používány buď ve sportovním letectví nebo v obchodní dopravě. V této kapitole si stručně uvedeme méně časté a spíše experimentální typy zakončení, které se zatím ve větší míře neproslavily, a nejsou tedy tolik známé, jako například fenomén, za který považujeme winglety.

3.3.1. Spirálovité winglety

Tento speciální druh wingletu je patentovaný, neustále vyvíjený a testovaný společností API. Winglet je konstruovaný jako spirála na konci křídla, která začíná na náběžné hraně a končí na hraně odtokové, která je delší než náběžná hrana.

První testování proběhlo na letounu Gulfstream II roku 1993 a vylepšená verze byla testována na letounu Falcon 50 o 17 let později (Obr. 3.14). Výsledky udávají 11 % snížení odporu letounu oproti stejnému letounu s konvenčními křídly. Nyní probíhají další testování a čeká se na optimalizaci těchto wingletů pro využití v obchodní dopravě.



Obr. 3.14 Falcon 50 se spirálovitými winglety.

3.3.2. Perut'ové zakončení křídel

Další z nevšedních zakončení křídel je tzv. perut'ové zakončení, které spočívá v přidělení určitého počtu perutí (plošek) na konec křídla tak, aby vytvářely tah. Toto zakončení vymyslel

a patentoval v roce 1978 John Spillman, který se inspiroval uspořádáním pér na křídlech ptáků.

Každá z perutí je nastavená na jiný úhel vzepětí a mezi každou perutí je úhlový rozdíl minimálně 15° . Spillman uvádí, že nejnižší úspory indukovaného odporu se získají ze tří perutí na každé straně, konkrétně činí pokles 29 % na testovaném letounu. Zakončení s jedinou perutí na každé straně sníží indukovaný odpor pouze o 9 %. Tři perutě mají za následek také vylepšení letových vlastností při vzletu a přistání letounu.

Toto zakončení křídel je možné použít pouze u pomalejších letounů. Pevné perutě nejsou vhodné pro použití u letounů létajících vyššími rychlostmi, jelikož není možné dosáhnout nízkého odporu při vysokých rychlostech ani maximálního snížení koncových proudů při rychlostech nízkých (přistání/vzlet).



Obr. 3.15 Shijiazhuang Y-5 s peruťovými zakončeními křídel (čínská verze An-2)

Tento problém by měly řešit tzv. zatahovací mnohočetné winglety (zatahovací peruťové zakončení), které byly patentovány roku 2007, ale dodnes se nepoužívají. Jejich princip spočívá v tom, že se winglety přizpůsobí režimu letu. Při vysokých rychlostech zůstanou zataženy, při středních rychlostech budou zpola vytaženy a při pomalém letu budou vytaženy v plném rozsahu.

3.3.3. Turbíny na koncích křídel

Patent Jamese C. Pattersona, Jr. z roku 1985 pojednává o využití turbíny na koncích křídel (Obr. 3.16). Lopatky turbíny byly napojeny na hřídel a roztáčeny koncovými víry. Hřídel byla napojena na generátor, který vytvářel elektrickou energii, která mohla být dále použita v letounu. Díky tomu, že koncový vír roztáčil turbínu, ztrácel svoji energii a byl tak minimalizován, indukovaný odpor byl snížen. V případě, že nebylo potřeba získávat z turbíny energii, bylo ji možné zafixovat a poté fungovala pouze na principu narušování koncového víru a tím snižování indukovaného odporu. Z provedených testů bylo však zjištěno, že pro konstrukční složitost a váhu celého systému není použití turbínového řešení příliš výhodné.



Obr. 3.16 Testování turbín na koncích křídel na letounu Piper PA28RT.

3.3.4. Křídlo s roštem na jeho konci

Švýcarský inženýr Ulrich La Roche vynalezl v roce 1992 speciální typ křídla, které má koncovou část tvořenou „roštem“. Tento rošt je složený minimálně ze dvou úzkých křídel, která jsou od sebe umístěna rovnoběžně v určité vzdálenosti a celý tento systém má větší úhel náběhu než zbytek křídla. La Roche předpokládal, že použití této úpravy umožní snížit indukovaný odpor až o 50 % a zároveň umožňuje snížení rozpětí letounu při zachování stejných vztlakových vlastností. Testy proběhly v roce 1997 na větroni Prometheus.

Mezi nevýhody křídla s roštem na jeho konci patří složitá konstrukce, jelikož nejde pouze o úpravu konce křídla, ale je třeba celé křídlo konstruovat speciálně. Snížení rozpětí s sebou nese výhody, jako je nižší hmotnost, lepší obratnost a ovladatelnost letounu, ale zároveň dojde ke snížení velikosti palivových nádrží v křídlech. I z těchto důvodů je úprava stále ve vývoji pro případné budoucí použití.

3.3.5. Řízené winglety

Jelikož jsou winglety navrženy pro maximální redukci indukovaného odporu a snížení spotřeby paliva při cestovním letu, při jiných režimech letu jako je stoupání nebo klesání nevykazují stejných úspor.

S nápadem na toto řešení přišla v roce 2007 společnost Boeing, která si nechala patentovat tzv. řízené winglety, které by měli využívat paměťovou slitinu SMA. Princip spočívá v možnosti upravovat geometrii a náklon wingletů za letu pomocí tepla, aby vykazovaly, pokud možno, stejné výsledky po dobu celého letu, což by vedlo k dalším úsporám. Boeing plánuje pro své winglety možnost nesymetrického ovládání, které by umožnilo použít winglety dokonce jako směrovku a křídélka. Na podobném konceptu pracuje také konkurenční Airbus.

ZÁVĚR

Prostředky pro snižování indukovaného odporu na křídle letounu se neustále vyvíjí a zdokonalují. Práce popisuje vznik indukovaného odporu a některé používané geometrické a konstrukční úpravy křídel v dnešním letectví, které tento specifický odpor redukují.

Práce vysvětluje vztah pro výpočet indukovaného odporu na křídle a na celém letounu a prokazuje, že ačkoliv celkový odpor s rostoucí rychlostí roste, indukovaný odpor naopak klesá, stejně jako v přízemním efektu, nebo letu ve formaci.

Další část ukazuje, že ačkoliv eliptický půdorys křídla vykazuje nejnižší hodnoty indukovaného odporu, děje se tak na úkor ovladatelnosti po překročení kritického úhlu náběhu. Vysvětlili jsme si, že štíhlost křídla má na indukovaný odpor vyšší vliv než například zkroucení křídla, ale její zvyšování je konstrukčně náročné. Alternativou je úprava zalomením křídel směrem dozadu používaná u dopravních letounů, která dovolí zvýšit štíhlost, aniž by došlo k příliš vysokému zvýšení ohybového momentu na křídle a neúnosnému zvýšení hmotnosti. Zároveň redukuje indukovaný odpor až o 20 %.

Z poslední kapitoly práce vyplývá, že z analyzovaných zakončení používaných u menších letounů dosahuje nejlepších výsledků zakončení křídla s protáhlými konci směrem dolů, ale kvůli své příčné nestabilitě není tak vhodné jako zakončení s protáhlými konci směrem nahoru, které vykazuje jak dobré úspory v indukovaném odporu, tak v zachování stability. Alternativou je Hoernerovo zakončení, které nabízí několik konstruktérských společností a výrazně vylepšuje letové vlastnosti. Zvyšuje například cestovní rychlost až o 5 knotů. Koncové křídelní nádrže jsou pak vhodné pro letouny, které požadují delší dolet, zároveň jsou konstruovány tak, aby byl jejich přínos v redukci indukovaného odporu vyšší než škodlivý odpor, který jejich tvar a velikost vytváří.

Většina wingletů vychází ze základního Whitcombova typu, který vznikl v 80. letech 20. století a dokáže redukovat celkový odpor až o 5 %, indukovaný odpor až o 20 %. Dnes Boeingem používané winglety s plynulým přechodem nebo Sharklety na Airbusech vykazují úspory celkového odporu až 7 %. Spotřeba paliva tím klesá až o 5 %. Pokles indukovaného odporu díky dvojitému šavlovitému wingletu redukuje spotřebu paliva o další 2 %. Nejnovější typ wingletů, který bude instalován na letoun Boeing 737 MAX, má dosahovat téměř 9 % úspor v pohonných hmotách, což je prozatím maximum v dnešním letectví. Další typy wingletů jako jsou spirálovité nebo tzv. řízené winglety jsou prozatím vyvíjeny a testovány pro použití na dopravních letounech.

Z alternativních konstrukčních úprav křídel stojí za zmínku křídlo s roštem na jeho koncích díky značným úsporám indukovaného odporu (až 50 %) a výraznému zmenšení rozpětí křídel. Zatím se však nepodařilo tuto modifikaci přizpůsobit větším letounům.

Winglety mají, kromě redukce indukovaného odporu, který přispívá ke snížení spotřeby paliva, snížení emisí CO₂ a vyšším doletům, pozitivní vliv také na snížení hluku až o 6,5 %, což na některých letištích může provozovatelům velkých dopravních letounů ušetřit poplatky za překročení hlukových limitů. Použitím wingletů letouny získávají moderní vzhled, který může přilákat další cestující.

Z práce by se mohlo zdát, že se winglety používají pouze u dopravních letounů, business jetů, nebo turbopropových letounů. Hojně se však využívají také na kluzácích, v poslední době se objevují čím dál častěji také na akrobatických letounech (např. v seriálu Red Bull Air Race).

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

a) Seznam literatury

- [1] BARNARD, R.H. a PHILPOTT, D.R. *Aircraft flight: a description of the physical principles of aircraft flight*. 4th ed. Harlow: Prentice Hall, 2009. ISBN 9780273730989.
- [2] BROŽ, Václav. *Aerodynamika nízkých rychlostí*. 3. vyd. Praha: ČVUT, 1990. ISBN 9788001001981.
- [3] DANĚK, Milan. *Aerodynamika a mechanika letu pro piloty a techniky*. Praha: Naše vojsko, 1958. Knižnice letectví.
- [4] DANĚK, Vladimír a FILÁKOVSKÝ, Karol. *Základy letu (081 00): [učební texty dle předpisu JAR-FCL 1]*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů dle předpisu JAR-FCL 1. ISBN 8072044494.
- [5] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu 2 - Letové vlastnosti*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011. ISBN 9788072047611.
- [6] HOERNER, Sighard F. *Fluid-dynamic drag: practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance*. Midland Park, N.J., 1965.
- [7] LAU, S. Making new and used aircraft better. *Professional pilot*. March 2016, Vol.50, No 3, p. 74-82. ISSN 0191-6238.
- [8] ŠULŽENKO, Michail Nikolajevič. *Konstrukce letadel*. Praha: Státní nakladatelství technické literatury, 1953. Knižnice kovoprůmyslu.

b) Seznam online zdrojů

- [9] ANDERSON, David a EBERHARDT Scott. *A Physical Description of Flight; Revisited* [online]. [2009] [cit. 2017-02-16]. Dostupné z: <http://www.allstar.fiu.edu/aero/Flightrevisited.pdf>
- [10] *Assessment of wingtip modifications to increase the fuel efficiency of Air Force aircraft* [online]. Washington, D.C.: National Academies Press, c2007 [cit. 2017-05-05]. ISBN 9780309104975. Dostupné z: <https://www.nap.edu/read/11839/chapter/1>
- [11] BRADY, Chris. *Winglets* [online]. [cit. 2017-05-10]. Dostupné z: <http://www.b737.org.uk/winglets.htm>
- [12] DRINNON, Roger. *'Vortex surfing' could be revolutionary* [online]. October 2012 [cit. 2017-03-17]. Dostupné z: <http://www.globalsecurity.org/military/library/news/2012/10/mil-121010-afns02.htm>
- [13] FREITAG, William a SCHULZE E. Terry. *Blended Winglets Improve Performance* [online]. 2009 [cit. 2017-04-29]. Dostupné z: http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_03_09/article_03_1.html

- [14] GRANT, Roger Hugh. *Retractable multiple winglet*. USA. US 2007/0262205 A1. Uděleno 15.10.2007.
- [15] *Ground Effect in Aircraft* [online]. 2009 [cit. 2017-03-12]. Dostupné z: http://www.aviation-history.com/theory/ground_effect.htm
- [16] *Induced drag coefficient* [online]. [cit. 2017-02-16]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/induced.html>
- [17] KHURANA, K.C. *Aviation management: global perspectives* [online]. New Delhi: Global India Publications, 2009 [cit. 2017-04-18]. ISBN 9789380228396. Dostupné z: <https://books.google.cz/>
- [18] LA ROCHE, U. a PALFFY S. *WING-GRID, a Novel Device for Reduction of Induced Drag on Wings* [online]. 1996 [cit. 2017-05-07]. Dostupné z: [http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS1996/ICAS-96-2.10\(R\)_2.pdf](http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS1996/ICAS-96-2.10(R)_2.pdf)
- [19] PATTERSON, JR., James C. *Wingtip vortex propeller*. USA. 4,533,101. Uděleno 06.08.1985.
- [20] *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge* [online]. Oklahoma City: United States Department of Transportation, 2016 [cit. 2017-03-12]. Dostupné z: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak/media/pilot_handbook.pdf
- [21] *Provoz na českém nebi se za posledních 14 let zdvojnásobil* [online]. Praha: Řízení letového provozu ČR, s.p., 26.1.2017 [cit. 2017-05-10]. Dostupné z: <http://www.rlp.cz/spolecnost/tisk/tiskzpravy/Stranky/Provoz-na-%C4%8Desk%C3%A9m-nebi-2016.aspx>
- [22] *Rekordní objem letového provozu v českém vzdušném prostoru* [online]. Praha: Řízení letového provozu ČR, s.p., 18.1.2016 [cit. 2017-05-10]. Dostupné z: http://www.rlp.cz/spolecnost/tisk/tiskzpravy/Stranky/TZ_Rekordni-objem-letoveho-provozu-.aspx
- [23] SAKRISON, David. *A German Aerodynamicist, A California Character, and a Corkscrew* [online]. [cit. 2017-04-18]. Dostupné z: http://www.metcoaire.com/technical/tech_mcastory.shtml
- [24] SCOTT, Jeff. *V-Formation Flight of Birds* [online]. 17.7.2005 [cit. 2017-02-20]. Dostupné z: <http://www.aerospaceweb.org/question/nature/q0237.shtml>
- [25] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *O letadlech: Stavba letadel* [online]. [cit. 2017-04-09]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/Stavbaletadel.aspx>
- [26] THE BOEING COMPANY. *Controllable winglets*. USA. US 2008/0308683 A1. Uděleno 18.12.2008.
- [27] *This Month in NASA History: Winglets Helped Save an Industry* [online]. 22.07.2014 [cit. 2017-04-20]. Dostupné z: <https://appel.nasa.gov/2014/07/22/this-month-in-nasa-history-winglets-helped-save-an-industry/>

- [28] VELIČKA, Jakub. *Vzdušné války: 'winglety' versus 'sharklety'* [online]. 18.03.2012 [cit. 2017-05-01]. Dostupné z: <http://www.flymag.cz/article.php?id=6804%20winglety%20vs.%20sharklety>
- [29] WARWICK, Graham. *C-17s Go Surfing, to Save Fuel* [online]. 17.10.2012 [cit. 2017-03-17]. Dostupné z: <http://aviationweek.com/blog/c-17s-go-surfing-save-fuel>
- [30] WARWICK, Graham. *Winglets - All Shapes, Sizes - and Uses* [online]. 11.03.2013 [cit. 2017-04-29]. Dostupné z: <http://aviationweek.com/blog/winglets-all-shapes-sizes-and-uses>
- [31] *Winglets* [online]. [cit. 2017-05-04]. Dostupné z: <http://www.airbus.com/innovation/proven-concepts/in-design/winglets/>
- [32] ZDOBINSKÝ, Štěpán. Řešení proudového pole křídla se zaměřením na indukované jevy. In: *TRANSFER* [online]. Praha: Výzkumný a zkušební letecký ústav, 2009, 5-13 [cit. 2017-03-05]. ISSN 1801-9315. Dostupné z: <http://www.vzlu.cz/download.php?file=339>

SEZNAM POUŽITÉHO OZNAČENÍ

A	štíhlost křídla
b	rozpětí křídla
c	hloubka křídla
C_{Di}	součinitel indukovaného odporu
C_{Lk}	součinitel vztlaku celého křídla
D	odpor
D_i	indukovaný odpor (také Q_i)
e	Oswaldův koeficient aerodynamické účinnosti letounu
G	tíhová síla
g	tíhové zrychlení
L	vztlak
L_{ef}	skutečný vztlak křídla konečného rozpětí
m	hmotnost
S	plocha křídla
v	rychlost
v_∞	rychlost nabíhajícího proudu na křídlo
v_i	indukovaná rychlost
v_R	skutečná rychlost nabíhajícího proudu na křídlo
α_∞	úhel náběhu
α_{ef}	efektivní úhel náběhu
α_i	indukovaný úhel náběhu
π	Ludolfovo číslo (3,14159...)
ρ	hustota prostředí

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obr. 1.1 Vznik vztlaku na profilu křídla.	10
Zdroj: https://www.scienceworld.ca/resources/activities/plane-wing-simulator [cit.-2017-02-20] Úprava: Autor	
Obr. 1.2 Kritický úhel náběhu.	11
Zdroj: http://www.skybrary.aero/index.php/File:AoA1.jpg [cit. 2017-02-20] Úprava: Autor	
Obr. 1.3 Vyrovnávání tlaků na konci křídla a vznik koncových vírů.	12
Zdroj: [24] Úprava: Autor	
Obr. 1.4 Vznik indukovaného odporu D_i .	13
Zdroj: Autor	
Obr. 1.5 Odpor v závislosti na rychlosti letu.	15
Zdroj: https://sites.google.com/site/jasonbellmodelairplanes/aerodynamics [cit. 2017-03-12] Úprava: Autor	
Obr. 1.6 Přízemní efekt.	16
Zdroj: http://www.aviation-history.com/theory/ground_effect.htm [cit. 2017-03-12] Úprava: Autor	
Obr. 1.7 Tah v závislosti na rychlosti a součinitel vztlaku v závislosti na úhlu náběhu.	16
Zdroj: [20] Úprava: Autor	
Obr. 1.8 Koncové víry ve V formaci (letoun C-17).	17
Zdroj: [29]	
Obr. 3.1 Porovnání koncových vírů pro zaoblené a Hoernerovo zakončení křídla spolu s jejich efektivním rozpětím.	22
Zdroj: http://www.zenithair.com/stolch801/design/design.html [cit. 2017-04-04] Úprava: Autor	
Obr. 3.2 Součinitel odporu v závislosti na úhlu náběhu pro různá zakončení křídla.	22
Zdroj: [32] Úprava: Autor	
Obr. 3.3 Přírůstek odporu různých konců křídla vzhledem k zaoblenému zakončení.	23
Zdroj: [32] Úprava: Autor	
Obr. 3.4 Hoernerovo zakončení křídla na letounu Cessna.	23
Zdroj: http://www.derbyaeroclub.com/Wingtips.html [cit. 2017-04-04]	
Obr. 3.5 Koncové křídlové palivové nádrže na L-410.	24
Zdroj: http://www.uminus.pl/zdjecie/SP-TPA--Let-L-410-UVP-E15-Turbolet/159/ [cit. 2017-04-04]	
	39

Obr. 3.6 Whitcombův winglet na letounu LearJet 28, rok 1977.	26
Zdroj: http://aviadejavu.ru/Images6/SC/SC-1/116-4.jpg [cit. 2017-04-16]	
Obr. 3.7 Oboustranné zakončení křídla.	26
Zdroj: https://www.flickr.com/photos/28042007@N07/3418234715/ [cit. 2017-04-25]	
Obr. 3.8 Boeing 767-400ER se zalomenými konci křídél směrem dozadu.	27
Zdroj: http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_17/wingtip_devices.html [cit. 2017-04-22]	
Obr. 3.9 Koncové víry křídla bez úpravy a křídla s wingletem s plynulým přechodem.	28
Zdroj: [11]	
Úprava: Autor	
Obr. 3.10 Boeing 737NG používající winglety s plynulým přechodem.	28
Zdroj: http://www.boeing.com/commercial/737ng/#/design-highlights/technologically-advanced/overview/ [cit. 2017-05-01]	
Obr. 3.11 Sharklety na Airbusu A350 XWB.	29
Zdroj: http://images.dailytech.com/nimage/34352_large_Airbus_A350_Sharklet_in_Flight_Wide.png [cit. 2017-05-01]	
Obr. 3.12 Dvojitý šavlovitý winglet na Boeingu 737-800.	30
Zdroj: https://blog.westjet.com/wings-change-split-scimitar-winglets/ [cit. 2017-05-01]	
Obr. 3.13 Boeing 737 MAX AT winglet.	30
Zdroj: [11]	
Obr. 3.14 Falcon 50 se spirálovitými winglety.	31
Zdroj: http://www.aviationpartners.com/gallery/ [cit. 2017-05-04]	
Obr. 3.15 Shijiazhuang Y-5 s perut'ovými zakončeními křídél (čínská verze An-2)	32
Zdroj: http://www.an2flyers.org/pix/y5_1.jpg [cit. 2017-05-04]	
Obr. 3.16 Testování turbín na koncích křídél na letounu Piper PA28RT.	33
Zdroj: https://surjeetyadav.files.wordpress.com/2014/02/wtd-9.png [cit. 2017-05-04]	

SEZNAM PŘÍLOH

Příloha 1: Ekranoplán Lun využívající přízemního efektu.

Příloha 2: Obdélníkové křídlo na letounu Aero L-60 S Brigádýr.

Příloha 3: Lichoběžníkové křídlo na letounu Zlín Z-226 MS.

Příloha 4: Eliptické křídlo na letounu Supermarine Spitfire Mk.I.

Příloha 5: První novodobé winglety na Boeingu KC-135.

Příloha 6: Dvojitý winglet na letounu McDonnell Douglas MD-11.